

УДК 629.735.45.015

РЕЗУЛЬТАТЫ ПЕРВОГО ЭТАПА ЛЕТНЫХ ИСПЫТАНИЙ ВЕРТОЛЕТА – ЛЕТАЮЩЕЙ ЛАБОРАТОРИИ МИ-171А2

В.А. ИВЧИН, К.Ю. САМСОНОВ

Статья представлена доктором технических наук, профессором Ципенко В.Г.

В настоящей работе представлены результаты первого этапа летных испытаний летающей лаборатории модернизированного вертолета Ми-171А2 на базе летающей лаборатории Ми-171А, оборудованного несущим винтом с новыми лопастями из композитных материалов и новым рулевым винтом.

Ключевые слова: Ми-171А2, результаты летных испытаний.

Введение

Во всем мире идет постоянная модернизация серийных вертолетов для улучшения их эксплуатационных характеристик. Для этого применяют новые разработки в области двигателестроения, композитных материалов, оборудования и т.д. Российские вертолеты марки Ми-8, находящиеся в серийной эксплуатации уже более пятидесяти лет, постоянно совершенствуются. В современных условиях поставлена задача достижения более высоких летных характеристик вертолета за счет установки новых несущего и рулевого винтов, а также принципиально нового пилотажного комплекса оборудования.

В настоящей работе представлены результаты первого этапа летных испытаний летающей лаборатории (вертолет Ми-171) на ОАО "Московский вертолетный завод им. М.И. Миля".



Рис. 1

Испытания агрегатов несущего винта с лопастями из полимерных композиционных материалов и Х-образного рулевого винта на летающей лаборатории Ми-171 № 14987 (рис. 1) проведены в рамках программы по модификации вертолета Ми-171А.

Необходимость использования новых конструктивных решений на вертолетах типа Ми-8 назрела уже давно, но фактически эта задача поставлена управляющей компанией ОАО "Вертолеты России" в 2009 г., а ТЗ на ОКР оформлено в марте 2011 г. Концепция программы модернизации вертолета Ми-171М предусматривает следующие изменения:

- внедрение в серийное производство лопастей несущего винта из композитных материалов;
- повышение аэродинамического качества вертолета;
- увеличение показателей ресурсов и сроков службы основных агрегатов вертолета Ми-171А2;
- увеличение экономической эффективности использования и поддержание устойчивого дохода от продаж вертолетов типа Ми-8/Ми-17.

Техническим заданием были определены следующие требования к летно-техническим характеристикам вертолета Ми-171А2 для повышения его конкурентоспособности:

Максимальная взлетная (посадочная) масса по категории А и В.....	13000 кг
Максимальная взлетная масса с грузом на внешней подвеске	13500 кг
Нормальная взлетная (посадочная) масса.....	11100 кг

Количество пассажиров, перевозимых на энергопоглощающих креслах	не менее 18
Максимальная дальность полета с основными топливными баками.....	800 км
Максимальная дальность полета с дополнительными топливными баками.....	1000 км
Крейсерская скорость полета с нормальной взлетной массой	не менее 260 км/ч
Непревышаемая скорость полета.....	не менее 280 км/ч
Статический потолок с нормальной взлетной массой.....	не менее 4000 м
Максимальная барометрическая высота полета.....	6000 м

В связи с большим объемом мероприятий по модернизации вертолета Ми-171А2 предварительные испытания по оценке уровня нагрузок в агрегатах несущей системы и Х-образного рулевого винта были запланированы на летающей лаборатории в 2 этапа: на 1-м этапе в серийной конфигурации планера, с двигателями ТВ3-117ВМ; на 2-м этапе: с новой килевой балкой, стабилизатором и усиленной хвостовой балкой, с двигателями ВК-2500ПС-03. Первый этап летных испытаний завершен в феврале 2013 г., второй будет осуществлен до конца 2013 г.

Авторы выражают благодарность В.А. Никифорову, И.Г. Пискову, С.Р. Замуле и А.И. Орлову за помощь в проведении данной работы и подготовке статьи.

Объект испытаний

Объектом летных испытаний является серийный вертолет Ми-171А, имеющий конструктивные изменения в несущей системе и рулевом винте. На серийной пятилопастной втулке несущего винта установлены лопасти несущего винта вертолета Ми-38 из полимерных композиционных материалов (ПКМ) с аэродинамическими профилями ЦАГИ в комбинации с традиционным вертолетным профилем НАСА-230. Лопасти несущего винта вертолета Ми-38 имеют большую крутку по сравнению с серийными лопастями. Лопасти крепятся к серийной втулке через специальные переходники. На три лопасти наклеены тензодатчики для замера нагрузок. В процессе испытаний также проводились контрольные замеры углов отгиба закрылков лопастей.

На летающей лаборатории установлен модифицированный автомат перекоса с тканевыми и металлофторопластовыми подшипниками с уменьшенным количеством точек смазки, которые позволяют существенно повысить эксплуатационные характеристики вертолета с точки зрения затрат времени и средств на техническое обслуживание вертолета.

Для повышения комфорта перевозимых пассажиров, а также снижения вибрационных нагрузок на конструкцию вертолета, на летающую лабораторию установлен надвтулочный гаситель вибраций с комплектом штатных и доработанных маятников, предназначенных для увеличения его ресурса.

Впервые для вертолетов типа Ми-8 установлен Х-образный четырехлопастной рулевой винт, который ранее устанавливался на вертолеты Ми-28 и Ми-35М. Эта модификация позволяет увеличить эффективность путевого управления вертолетом и увеличить запасы управления в путевом канале для реализации увеличенной мощности двигателей ВК-2500ПС-03, планируемых к установке на вертолете Ми-171М. Это же обстоятельство приводит к установке доработанного усиленного хвостового редуктора с удлиненным штоком для установки Х-образного рулевого винта, а также к доработке системы путевого управления для увеличения максимального шага лопастей рулевого винта до 24°.

Содержание летных испытаний

Программа летных испытаний предусматривала большой объем исследований, связанный как с оценкой летно-технических характеристик вертолета, так и с определением изменения нагрузок на несущую систему и рулевой винт в связи с конструктивными доработками вертолета Ми-171А. Для этого в летных испытаниях поэтапно были выполнены следующие работы:

- определение тяги несущего и рулевого винтов на земле и в полете;
- полеты на режимах висения, перемещения у земли с малыми скоростями;
- горизонтальные полеты до максимально возможной скорости для определения нагрузок на агрегатах вертолета;
- полеты для определения скороподъемности, времени набора высоты и практического потолка вертолета;
- полеты для определения влияния углов отгиба хвостовых (триммерных) пластин лопастей несущего винта на потребную мощность, балансировку и нагрузки на агрегатах вертолета;
- определение собственных частот и резонансных диаграмм несущего и рулевого винтов;
- определение собственных частот рукавов гасителя вибрации;
- проверка запасов до изгибно-крутильного флаттера лопастей несущего винта;
- специальные полеты с пятью конфигурациями маятников виброгасителя для оценки вибросостояния вертолета и уровня нагрузок в конструкции виброгасителя и выбора оптимального варианта маятников ВГУ.

Для получения объективных данных по эффективности выполненных конструктивных доработок несущей системы указанный объем испытаний проводился параллельно с двумя комплектами лопастей несущего винта: с серийными, металлическими лопастями вертолета Ми-171А и с опытными лопастями несущего винта вертолета Ми-38, изготовленными из композиционных материалов.

Преимущества главных изменений типовой конструкции вертолета Ми-171 в части лопастей несущего винта и рулевого винта

Основные направления модификации вертолета Ми-171А были определены большим опытом ОАО "МВЗ им. М.Л. Миля", накопленным в результате летных испытаний и эксплуатации в серийном производстве внедряемых агрегатов. Так лопасти несущего винта из композиционных материалов с новой компоновкой были испытаны ранее на вертолетах Ми-28, Ми-38 и Ми-35М и доказали преимущества перед металлическими лопастями. Поэтому в первую очередь было предложено заменить лопасти несущего винта вертолета на лопасти винта вертолета Ми-38 из композитных материалов. Основные преимущества этих лопастей следующие:

- силовые элементы не подвержены коррозии, что обеспечивает увеличение календарного срока службы;
- обладают низкой чувствительностью к механическим повреждениям в силу слоистой структуры материала, обеспечивающей "мягкий" и длительный характер развития трещин, что обеспечивает значительное повышение надежности лопастей при наличии эксплуатационных дефектов;
- существенно больший ресурс (10000 ч вместо 2000 ч), что обеспечивает снижение эксплуатационных расходов;
- увеличение КПД на висении и в горизонтальном полете, что обеспечивает, соответственно, прирост тяги несущего винта и уменьшение расходов топлива вертолета;
- увеличение крейсерской скорости полета на 20 км/ч – 30 км/ч.

Следующим по значимости изменением является установка Х-образного 4-лопастного рулевого винта, который в настоящее время эксплуатируется на вертолетах Ми-28 и Ми-35 и по сравнению с серийным 3-лопастным карданным рулевым винтом имеет следующие преимущества:

- лопасти изготавливаются из полимерных композиционных материалов с преимуществами, перечисленными выше;
- втулка рулевого винта имеет 2 точки смазки по сравнению с 8-ю на серийном;
- масса Х-образного рулевого винта на 24 кг меньше.

Летно-технические характеристики вертолета

Одним из основных свойств вертолета является его способность висения, поэтому при проведении летных испытаний на летающей лаборатории было определение тяговых характеристик вертолета. Испытания проводились по методике, разработанной на ОАО "МВЗ им. М.Л. Миля". В результате таких испытаний строились графики изменения массы вертолета в зависимости от мощности двигателей и высоты висения над землей. На рис. 2 представлен пример таких зависимостей.

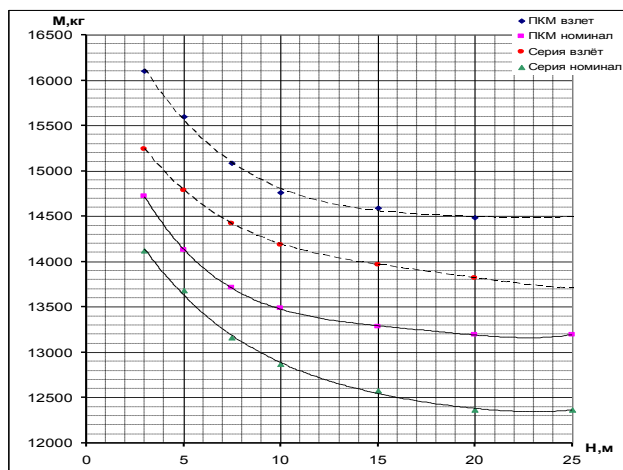


Рис. 2

Таблица 1

Ндвиг, лс	Мвзл, кг	
	h = 20м	
	ПКМ	Серийные
Ном. 3400	13150	12400
Взл. 4000	14500	13800

В табл. 1 представлены сравнительные данные по величине максимальной взлетной массы вертолета для двух вариантов лопастей (серийных и из композитных материалов) для двух величин мощности силовой установки. Из данных (табл. 1) видно, что взлетная масса вертолета при висении вне зоны влияния земли

в МСА с лопастями из ПКМ выше взлетной массы вертолета с серийными лопастями несущего винта: на номинальном режиме работы двигателей на ~ 750 кг, на взлетном — на ~ 700 кг.

Далее в летных испытаниях были получены зависимости потребной для горизонтального полета мощности от скорости полета. На рис. 3 представлена зависимость мощности двигателей и оборотов НВ от скорости полета по прибору $V_{пр}$ для вертолета с лопастями НВ из ПКМ и серийными. Как видно из представленных материалов, истинная максимальная скорость в фактических условиях ($H \cong 400$ м, $t_{нв} \cong +5^\circ\text{C} \div -10^\circ\text{C}$, $n_{нв} \cong 94\% \div 96\%$) для вертолета с лопастями несущего винта из ПКМ составляет $V = 293$ км/ч для $M_{взл} = 11100$ кг и $V = 268$ км/ч для $M_{взл} = 13000$ кг, а для вертолета с серийными лопастями $V = 287$ км/ч для $M_{взл} = 11100$ кг.

Важное значение для эксплуатационных характеристик вертолетов имеет расход топлива. Летные испытания показали (рис. 4, 5), что минимальные часовые и километровые расходы топлива вертолета в фактических условиях с $M_{взл} = 11100$ кг, лопастями НВ из ПКМ и серийными ЛНВ у земли практически совпадают и составляют $Q = 470$ кг/ч и $q = 2,8$ кг/км, соответственно.

Для вертолета также важна такая эксплуатационная характеристика, как максимальная высота полета. В летных испытаниях было получено сравнение практического потолка вертолета при полетной массе $M_{взл} = 11100$ кг, $X_{цт} = 120$ мм для двух комплектов лопастей при близких атмосферных условиях.

На рис. 6 представлены зависимости вертикальной скорости, времени набора высоты, скорости полета и мощности двигателей по высоте полета для вертолета с лопастями НВ из ПКМ и серийными. В табл. 2 представлены значения практического потолка в фактических условиях. Из полученных данных следует, что вертолет с лопастями из композитных материалов имеет практический потолок на 600 м выше, чем с серийными лопастями.

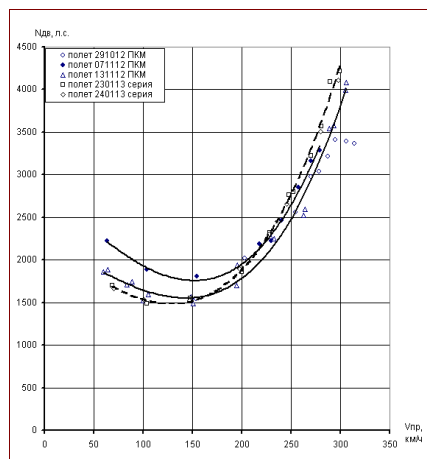


Рис. 3

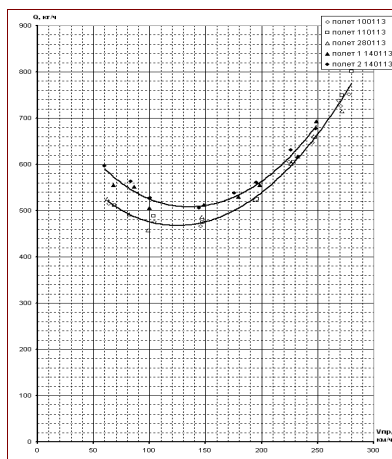


Рис. 4

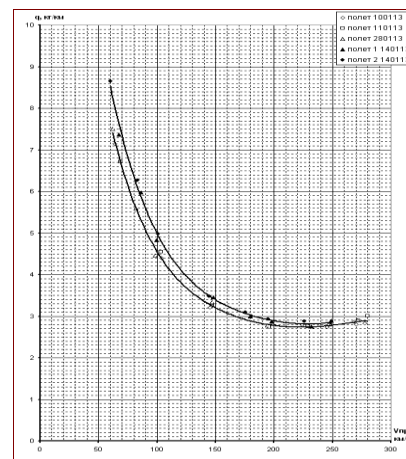


Рис. 5

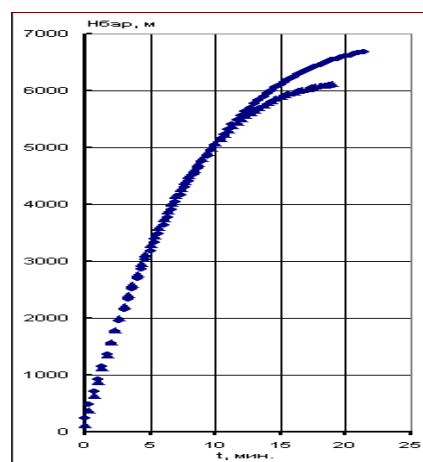
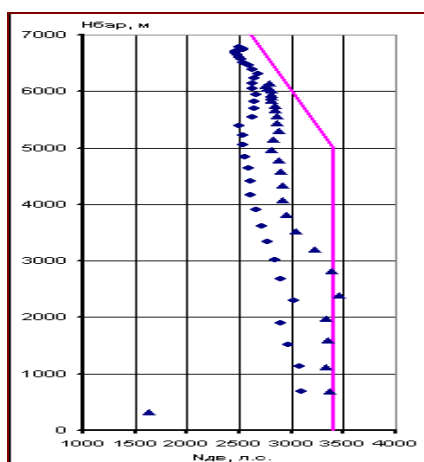
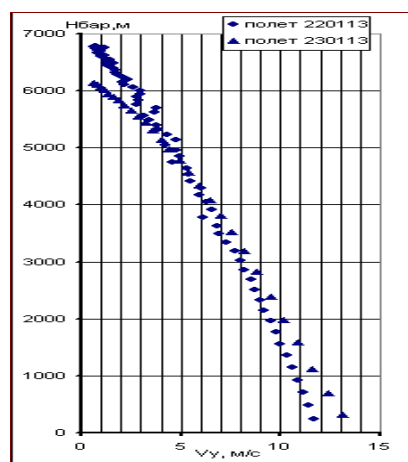


Рис. 6

Таблица 2

ЛНВ	Н, м	$t_{НВ}$, °С	$N_{ДВ}$, л.с.	$M_{ПОЛ}$, кг	$n_{НВ}$, %	$V_{пр}$, км/ч
ПКМ	6800	-39	2500	10700	95,3	82
Серийные	6200	-32	2800	10700	96,8	92

Нагрузки в агрегатах вертолета

Одним из важных показателей для ресурса лопастей несущих винтов вертолета является резонансная диаграмма. На летающей лаборатории особое значение имела эта характеристика для лопастей Х-образного рулевого винта, впервые установленного на вертолете типа Ми-8. Экспериментальные значения частот собственных колебаний лопасти Х-образного рулевого винта в плоскостях тяги и вращения представлены на рис. 7, 8. Полученные в летных испытаниях данные показывают, что значения частот собственных колебаний по различным формам близки к расчетным, за исключением колебаний лопасти в плоскости тяги по форме 3-го шарнирного тона, которые на (300 – 400) колебаний в мин меньше расчетных величин.

Также были получены и резонансные диаграммы для лопастей несущего винта, которые представлены на рис. 9. Экспериментальные значения частот колебаний лопасти несущего винта в плоскостях тяги и вращения по различным формам, полученные в наземных гонках, хорошо совпадали с расчетными величинами. Собственные частоты лопасти по формам 2-го, 3-го и 4-го тонов в плоскости тяги в диапазоне рабочих оборотов несущего винта 192 ± 5 об/мин близки к частотам возбуждения соответственно $4\omega_{НВ}$, $7\omega_{НВ}$ и $10\omega_{НВ}$.

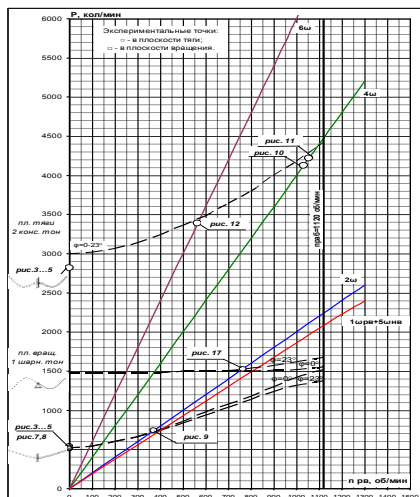


Рис. 7

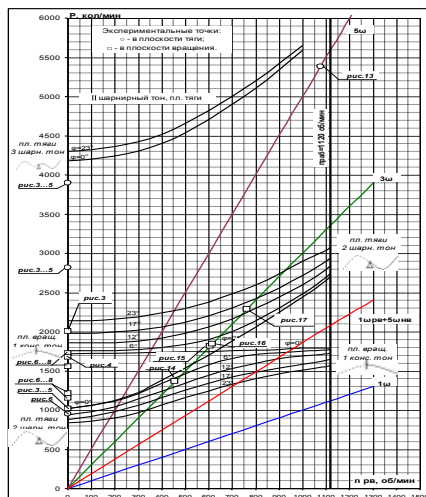


Рис. 8

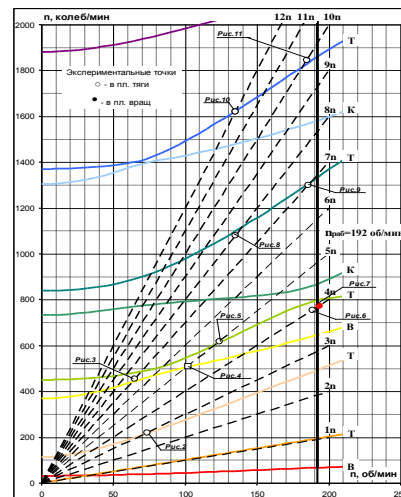


Рис. 9

Замеренные в летных испытаниях нагрузки на втулке несущего винта в полетах с лопастями из композитных материалов незначительно отличались от нагрузок, зарегистрированных в полетах с серийными (металлическими) лопастями и не превышали допустимых для данных испытаний величин. Переменные нагрузки в забустерной части управления, замеренные в летных испытаниях, в полетах с лопастями из композитных материалов на высотах 150 м – 400 м были выше переменных нагрузок, зарегистрированных в полетах с серийными лопастями на этих же высотах. На большинстве режимов эта разница составляла в среднем 20 – 30 %, доходя на малых скоростях $V_{пр} = 60 - 70$ км/ч в цепях общего и циклического управления до двукратной величины.

Изменение центровки вертолета и его взлетной массы приводило к незначительным изменениям величин переменных и постоянных нагрузок в системе управления.

Изменение высоты полета приводило к изменениям постоянных нагрузок в цепях общего и циклического шага, начиная с 3000 – 4000 м: в цепи общего шага – на 30 – 80 кгс на каждую 1000 м, в цепях циклического шага – до 19 – 35 кгс×м на каждую 1000 м.

В процессе летных испытаний производилась оценка величины тяги РВ, определенной по изгибающим моментам в горизонтальной плоскости на хвостовой балке, в наземной гонке и на режиме висения при изменении высоты висения от 3 м до 50 м в диапазоне шагов рулевого винта от -5° до $+14,5^\circ$: тяга РВ изменялась от -120 кгс до 1121 кгс и представлена на рис. 10. По сравнению с серийным трехлопастным рулевым винтом тяга Х-образного винта на максимальных обследованных углах установки $13^\circ - 14,5^\circ$ увеличилась с 930 – 1050 кгс до 1033 – 1121 кгс.

В процессе наземных и летных испытаний на всех режимах работы двигателей, в том числе и в горизонтальном полете до скоростей $V_{пр} = 306 - 317$ км/ч (до 317 км/ч – со снижением), в спектрах нагрузок $P_{ош}$, $M_{поп}$, $M_{прод}$ отсутствуют частоты, близкие к $3\omega_{нв}$, признаков изгибно-крутильного флаттера лопастей несущего винта не обнаружено.

Замеренный уровень вибраций вертолета с частотой $5\omega_{нв} = 16$ Гц с опытными лопастями практически идентичен уровню вибраций этого же вертолета с серийными лопастями, при установленном в обоих случаях гасителе вибраций. Уровень вертикальных вибраций с частотой $5\omega_{нв}$ в кабине пилотов в полетах с ВГУ на крейсерской скорости полета для $M_{взл} = 11,1$ т и 13 т (230 км/ч и 215 км/ч, соответственно) составлял 0,05 – 0,15 мм, что соответствует требованиям 171А.00.ТУ – 0,14 мм. При увеличении скорости полета до 300 км/ч уровень вибраций по $5\omega_{нв}$ уменьшался (рис. 11). Результаты проведенных испытаний также могут быть использованы для оценки соответствия экспериментального вертолета в части вибраций с частотой 16 Гц требованиям ГОСТ 23718-93. Гармонический состав вертикальных и поперечных вибраций на полу КП и ГК представлен на рис. 12.

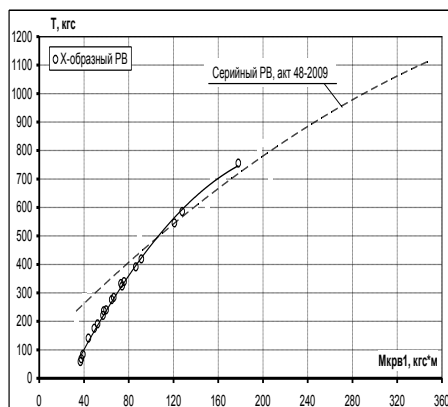


Рис. 10

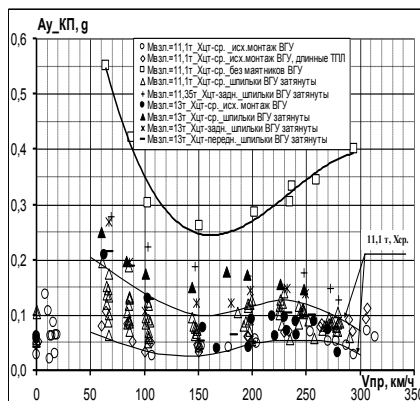


Рис. 11

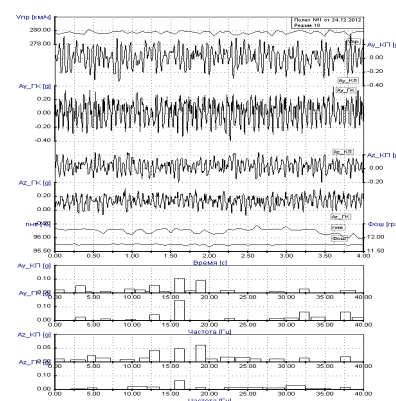


Рис. 12

Выводы

1. Лётно-технические и прочностные характеристики, полученные в настоящих испытаниях на летающей лаборатории, подтверждают, а в некоторых случаях превышают предъявляемые требования технического задания на вертолёт Ми-171А2.

2. Замеренный уровень вибраций в кабине экипажа вертолёта с виброгасителем на крейсерской скорости составил 0,05 – 0,15 мм, что соответствует российским нормам по условиям комфорта (ГОСТ 23718-93) и техническим требованиям 171А.00.ТУ – 0,14 мм.

3. В лётных испытаниях вертолёта - летающей лаборатории получен материал, позволяющий изготовить типовую конструкцию вертолёта Ми-171А2 для проведения дополнительных сертификационных испытаний.

4. По экономической эффективности вертолёт Ми-171 – летающая лаборатория, и, следовательно, вертолёт Ми-171А2 превосходят вертолёты типа Ми-8/17 и их зарубежные аналоги.

RESULTS OF THE FIRST MI-171A2 FLYING LABORATORY TEST PHASE

Ivchin V.A., Samsonov K.Y.

The present publication describes the results of the first stage of the flying laboratory (Mi-171 helicopter) flight tests performed at Mil Moscow Helicopter Plant, JSC facilities. Main rotor components with blades made of polymer composite materials and X-type tail rotor were tested on the Mi-171 № 14987, flying laboratory, under Mi-171A Helicopter Retrofit Program.

Key words: Mi-171A2, flight tests.

Сведения об авторах

Ивчин Валерий Андреевич, 1951 г.р., окончил МАИ (1974), кандидат технических наук, начальник отдела аэродинамики и динамики вертолёта ОАО "МВЗ им. М.Л. Миля", автор более 60 научных работ, область научных интересов – аэродинамика и динамика несущих винтов, динамика вертолёта, математическое моделирование вертолёта на пилотажных стендах, экспериментальные исследования аэродинамики винтов вертолёта.

Самсонов Константин Юрьевич, 1982 г.р., окончил МАИ (2006), ведущий инженер по лётным испытаниям вертолётов лётно-испытательного комплекса ОАО "МВЗ им. М.Л. Миля", автор 7 научных работ, область научных интересов – лётные испытания вертолётов, динамика вертолёта, лётные исследования, обработка и анализ полученных результатов.